

小型无人直升机分布式飞控系统的设计与实现

刘念周炎祖家奎

(南京航空航天大学 自动化学院 南京 211106)

摘要: 基于总线的分布式结构以其结构简单、易于扩展、可维护性强的优点已开始应用于无人机领域。以无人直升机为研究对象,在原有的集中式飞行控制系统的基础上进行技术升级改造,提出了一种基于 CAN 总线的分布式飞行控制系统设计方案。描述了基于 CAN 总线的分布式系统总体设计方案、硬件设计、通信机制、软件开发和实现,并进行了半物理仿真验证。测试结果表明,CAN 总线实际占用带宽为 10.5%,未出现丢帧现象,通信基准时钟同步精度小于 $150 \mu\text{s}$,完全可以满足飞控系统的要求。通过进行全过程飞行半物理仿真,证明基于 CAN 总线的分布式飞控系统能够满足无人直升机飞控系统的实时性、可靠性等控制需求,设计达到了工程化的要求。

关键词: CAN 总线; 分布式; 飞行控制系统; 无人直升机

中图分类号: TP2; TN913 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 510.8050

Design and implementation of distributed flight control system for small unmanned helicopter

Liu Nian Zhou Yan Zu Jiakui

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: The bus-based distributed structure has been applied to the field of drones because of its simple structure, easy expansion, and maintainability. The research group takes unmanned helicopter as the research object, and carries on the technical upgrade on the basis of the original centralized flight control system. A design scheme of distributed flight control system based on CAN bus is proposed. It describes the overall design scheme, hardware design, communication mechanism, software development and implementation of distributed system based on CAN bus, and carries out semi-physical simulation verification. The test results show that the actual bandwidth occupied by CAN bus is 10.5%, and there is no frame loss. The synchronization accuracy of communication reference clock is less than $150 \mu\text{s}$, which can fully meet the requirements of flight control system. Through the whole process of flight semi-physical simulation, it is proved that the distributed flight control system based on CAN bus can meet the real-time, reliability and other control requirements of unmanned helicopter flight control system, and the design meets the engineering requirements.

Keywords: CAN bus; distributed; flight control system; unmanned helicopter

0 引言

无人机是当前的一个研究热点,而飞控系统是无人机的核心子系统。针对小型无人直升机飞控系统,当前多是以标准串口为基础构建的集中式飞控结构。集中式结构设计的飞控系统存在较多不足,随着任务需求不断增加,其设计所规定的控制功能日益复杂、机载交联设备增多、信息交换容量增大。飞行控制系统需要非常多的信号线,控制对象多且位置分散^[1]。原有的系统结构与通信方式不仅不能满足系统设计需要,而且会导致飞机重量和布线复杂性增

大。采用分布式结构可以简化系统结构、减少布线量、提升系统的可靠性与可维护性^[2]。分布式结构有助于解决传统集中式结构设计缺乏灵活性、可维护性和可维修型差等一系列缺点。基于总线的分布式飞控系统设计方法正成为无人机飞控系统的发展趋势^[3]。

本文以某小型无人直升机为研究对象,设计出一种基于 CAN 总线的分布式飞行控制系统。详细论述了分布式飞控系统的研究方案、硬件实现、实时通信机制、软件实现等,通过测试验证,系统已经能够满足实际工程的需求。

1 需求分析与方案设计

本文针对 TZ-300 小型无人直升机,对其原有的集中式飞控系统进行设计改造,完成分布式飞控系统设计。该小型无人直升机如图 1 所示,其技术指标如表 1 所示。



图 1 TZ-300 型无人直升机模型

表 1 TZ-300 无人直升机技术参数

描述	参数	备注
飞行速度	5~10 m/s	—
飞行时间	30 min	—
载重	12 kg	—
起飞重量	40 kg	包括负重和自重
飞行高度	0~1 000 m	垂直起飞悬停
汽油发动机	17.5 HP	双缸对置风冷
启动方式	马达和电池	外置专用启动器
主旋翼直径	2 100 mm	碳纤维材质
长/高/宽	2 300/870/450 mm	主桨端对尾桨端

无人机飞行控制系统是一个对可靠性与实时性要求极高的多任务实时控制系统^[4],主要功能包括无人机姿态控制、位置控制、飞行模态管理及优化、任务规划及管理、设备管理、故障监控等^[5]。飞行控制系统以飞行控制计算机为核心,统一控制、管理和监控其余子系统。控制系统的工作流程为:控制计算机接收 IMU、GPS 和磁罗盘等传感器信号,经过控制律解算,将控制信号发送给舵机控制器,舵机动作完成无人直升机的飞行控制功能。在此期间,地面人员可以通过地面站和遥控设备对无人机飞行过程进行监管与控制。

TZ-300 型无人直升机原有飞行控制系统采用集中式设计结构,其飞控计算机结构如图 2 所示。舵机、遥控接收机、IMU、GPS、数传电台、磁罗盘、航灯以及任务设备等各单元均通过相应接口与飞控计算机直接相连。在设计之初,开发者需要为系统预留足够的接口,这种方式大大增加了系统的重量与布线的复杂性。该飞控系统内部需要使用多种方式进行通信、机载交联设备多、信息交换容量大,需要非常多的信号线,控制对象多且位置分散。集中式飞控

系统结构与通信方式还会导致飞机重量和布线复杂性增大,为系统的可靠性带来一定隐患,且不利于飞机的维护,也不便于增加新的任务设备。总之,集中式飞行控制系统的扩展性与灵活性差,复杂度高,难于维护。

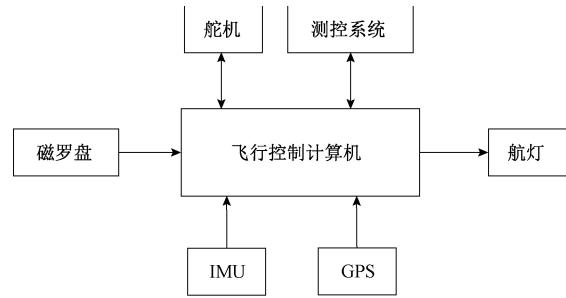


图 2 无人直升机集中式飞控系统

为了解决这些问题,现代飞控系统的设计开始了由集中式飞控向分布式飞控的方向发展。分布式飞控的各单元结构上相互分离,各单元之间使用总线进行通信。在本文中使用基于 CAN 总线的分布式飞控系统设计方案,以满足无人直升机对于飞控系统可靠性与可扩展性的需求。

基于 CAN 总线的无人直升机分布式飞行控制系统结构如图 3 所示。根据无人直升机飞控系统的实际需求,在保留遥控接收机接口和部分备份串口的情况下,其他设备不再各自直接与飞控计算机相连,而是通过将各单元挂接在 CAN 总线上的方式与飞控计算机进行通信。

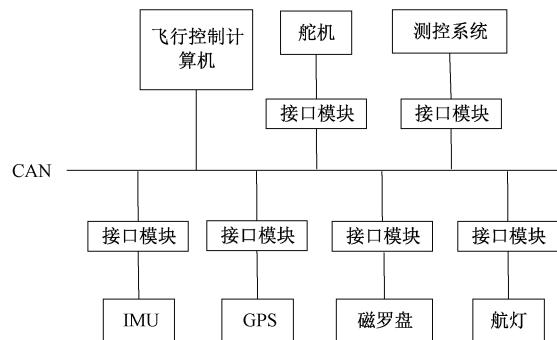


图 3 基于 CAN 总线的无人直升机分布式飞控系统

飞控系统主要由飞行控制计算机、舵机、传感器和测控链路等模块组成^[6-7]。飞控计算机中央运算单元采用 STM32F429,该芯片内外设包含有支持 CAN 2.0B 协议的 CAN 控制器模块,通过配以 TJA1050 收发器,便可以实现与系统的 CAN 通信功能。对于舵机、传感器和测控链路等原有模块是串口通信的方式。为了实现基于 CAN 总线的通信功能,为各模块设计了专用的 CAN 总线接口模块。

CAN 接口模块的主要功能是将传感器、执行机构等单元的原有的串口通信方式转换为基于 CAN 总线的通信方

式。该模块主要由 RS232 收发器, 接口转换芯片,CAN 收发器组成。其中,RS232 收发器采用 SP3232 芯片, 接口转换采用 STM32F429 芯片,CAN 收发器采用 TJA1050 芯片。

2 基于 CAN 总线的通信机制

2.1 通信系统的构成

无人直升机飞控系统的通信子系统是一种强实时、高可靠性系统。飞控系统对内部通信有着极高的要求。一方面,通信必须严格按照时间要求进行;另一方面,数据在传输过程中不能丢失且不能出现错误^[8]。数据总线技术是实现分布式飞行控制系统设计的基础,目前已有的机载总线成本高昂,不适合用在成本敏感的中小型无人机系统之中。近年来,随着电子工业的进步,许多成熟的低成本数据总线技术越来越多的应用在航空领域。CAN 总线便是其中的优秀代表。CAN 总线分布性能好、节点配置灵活、价格低廉,适合对复杂的传感器和激励器进行数据采集^[9-10]。

无人直升机飞行控制系统由飞行控制计算机、IMU、GPS、磁罗盘、航灯、数传电台等设备构成,其中数传电台、IMU、GPS、罗盘、航灯等为独立模块设备并通过 CAN 总线与飞控计算机通信^[11-12]。飞控计算机是数据的汇集中心。传感器数据上行发送给飞控机,而飞控机对传感器设备没有下行数据发送,即传感器与飞控机之间数据传输是单向的。而飞控机与执行机构、测控系统之间的数据是双向传输的。飞行控制系统中数据流的运行逻辑为:传感器获取飞行器运动信息后传送给飞控计算机,飞控计算机进行导航/制导/控制解算后将控制信息传送给执行机构,最后通过执行机构驱动飞行器飞行,期间可以通过测控链路实施飞行监控。

2.2 CAN 总线通信协议设计

根据无人直升机分布式飞控系统设计需求,CAN 通信系统采用时间片分配与优先级竞争相结合的方式。系统状态监测周期 200 ms 为数据通信的系统周期,以直升机姿态控制周期 10 ms 为基本周期,以 1 ms 设为系统通信的原子周期。每个基本周期 10 ms,飞控计算机将通过 CAN 总线广播一帧时间基准帧^[13-14]。各功能单元根据该时间基准帧采用独占时间片的方式在其时间片内发送相应的数据帧。通信系统的时间片根据上下行消息的不同,并考虑各单元的带宽需求进行分配。

2.3 CAN 通信消息帧选择

通过 CAN 总线传输的信息,必须利用一种格式进行打包/封装,这种格式称为“帧”^[15]。CAN 总线上传输的帧共有 4 种类型:数据帧、远程帧、错误帧和超载帧^[16]。每帧信息都有 CRC 校验及其他检验措施,数据出错率极低。飞控计算机利用 CAN 总线实现数据交互,且总线负荷保持在合理范围内,不会出现超载现象,故在飞控系统中仅使用数据帧即可满足要求。

2.4 CAN 标识符 ID 分配

本文提出的 CAN 总线高层通信协议标识符分配方案采用面向设备的静态预定义方式。根据飞行控制系统网络结构特点及其内部通信机制,标识符需按照一定的原则进行合理分配:标识符的分配应支持节点的报文滤波功能,以使得飞行控制系统内部通信能够按照点对点、多路广播以及全广播的方式进行;各设备在整个系统中的地位有所区别,标识符的分配应支持设备的区分;各设备传输的数据均具有不同的用途,标识符应根据数据的优先级进行分配。

本文制定的 CAN 标识符分配方式按照 CAN 协议基本方案的原则与要求,同时兼顾了消息帧过滤方便性的要求。综合以上因素,11 位标识符的分配方案如图 4 所示。其中, ID 的高四位 10、9、8、7 用于区别设备类型,最大可支持 16 种不同的设备。低字节 0~6 用于区别同一设备类不同用途的数据,共支持 128 种不同类型的数据。不同类型的数据根据其优先级高低进行标识符的分配。

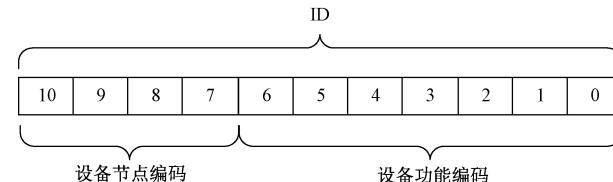


图 4 标识符分配方案

标识分配说明如下。

- 1) 通信模式:全广播发送。
- 2) 设备节点编码按照设备优先级的大小从小向大数排列,编码如表 2 所示。
- 3) 设备类功能编码:主要是根据系统实际使用的传感器、舵控等进行分类定义,项目不同则定义不同。

表 2 设备节点编码定义说明

序号	设备或系统分类	系统 ID 编码范围	说明
1	飞控计算机	0X00	飞控机系统信息
2	传感器	0X01—0X02	IMU、GPS 等
3	执行机构	0X03	舵控器
4	测控系统	0X04	上下行数据
5	发动机系统	0X05	发动机接口设备
6	电气系统	0X06	电气系统接口设备
7	任务设备	0X07	任务系统接口设备
8	其它	0X08—0X0F	其它设备信息

3 飞控软件架构与模块设计

3.1 机载飞控软件架构设计

无人直升机飞行控制系统软件采用前后台结构。前后台结构的应用程序主要包含后台的无限循环和前台的中断

服务程序,后台也叫做任务级程序,前台也叫做中断级程序^[17]。在进行任务调度时需要严格地将任务调度时间片区分开,以满足无人机余度飞行控制系统软件开发的要求。飞控软件架构如图 5 所示。

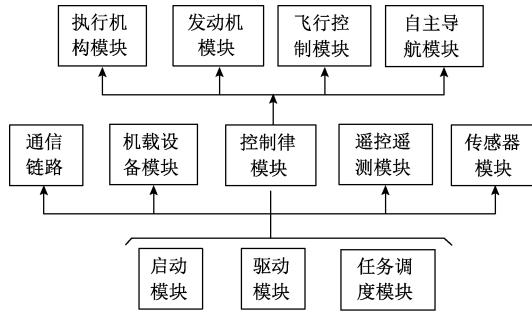


图 5 机载飞控软件架构

3.2 飞控系统任务调度模块设计

无人机飞控系统软件的设计方法有 2 种:1) 基于实时操作系统的飞控软件设计方法;2) 基于前后台的无操作系统飞控软件设计方法。根据目标无人直升机飞控系统需求,本文采用了基于前后台的无操作系统设计方法。设计了一种基于时间片轮转的飞行控制任务调度系统。在任务调度系统中,系统按照预定的时间片大小进入定时器中断,

在中断程序中,根据各任务执行需要设置相应的任务标志位,在主函数中循环查询标志位决定各任务是否执行。设计者需要保证各任务必须在规定的时间片内执行完毕,并且各任务都能根据各自的执行时间要求被调度系统调度执行。

在飞控系统中,可以认为所有的模块都是由一个或若干个任务组合而成。多任务运行的实现实际上是靠中央控制单元在许多任务之间转换、调度,在宏观上可以认为各任务是独占 CPU 的。为了实现飞控系统的多任务调度,通过设置定时器中断,来为系统运行提供时间基准。所有的控制任务时间片分配都是以该时间为基准,系统的任务调度如图 6 所示。调度过程为图中 Tick 代表时间片编号,每个时间片大小为 1 ms。每过 1 ms 进入一次定时器中断,Tick+1 并调整一次各任务的调度标志位。程序通过判断 Tick 对各任务周期取余的结果来判断是否将相应标志位置 1。通过将调度标志位置 1 来指示该任务即将在下一个时间片内运行。在任务数有限的情况下,通过选取合适的时间片大小并合理安排余数判断条件与任务执行时间,可以保证各任务按照各自周期独立运行。在该无人直升机分布式飞行控制系统中,时间片大小设置为 1 ms。

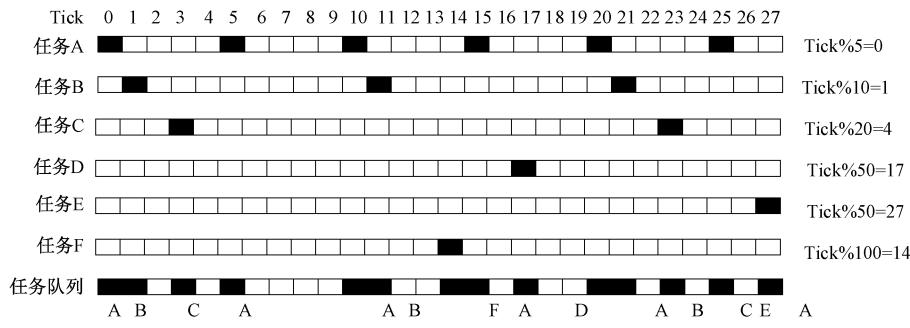


图 6 飞控系统任务调度

3.3 CAN 通信链路协议模块设计

CAN 通信链路协议模块是实现基于 CAN 总线的分布式飞控系统设计的核心模块。协议模块主要包括接收、发送和链路管理 3 部分。飞控软件 CAN 通信的接收过程为,各单元发送给飞控的 CAN 消息帧由飞控 CAN 中断接收并存入接受缓存。接收任务从接收缓存中读取消息帧,经过解帧,数据组包等操作完成数据接收处理。发送过程为,在飞控程序发送消息时调用发送处理函数,函数将数据组帧、数据分包操作,之后将处理完的 CAN 消息帧存入发送缓存,之后由发送任务根据协议采用中断的方式将 CAN 消息帧发送到总线上。在此过程中,CAN 链路监控模块负责对 CAN 通信链路进行监控与管理。

CAN 消息帧采用 8 bit 定长字节方式传输,其中 CAN

消息数据区首字节用于数据分包处理,当需要传输的数据大于 7 Byte 时需要对数据进行分包处理。包处理字节共 8 bit,其高 4 位表示本次传输的总包数,低 4 位表示当前包序列号。如图 7 所示,是以 25 Byte 长度的待发送消息为例的情况。首先,从消息数组中从低字节开始每次取 7 Byte,结合计算出的包序列号完成 CAN 消息数据区的填充。根据消息发送者提供的 CAN 消息 ID 组成 CAN 消息帧,放入发送缓冲区。接着重复上述操作,不足 7 Byte 时后面填充 0,直至所有消息数据完成组帧。接收操作流程与此相反,程序依据包序列号完成所接收信息的组帧。

4 系统测试验证

为了验证本文提出的基于 CAN 总线的无人直升机分

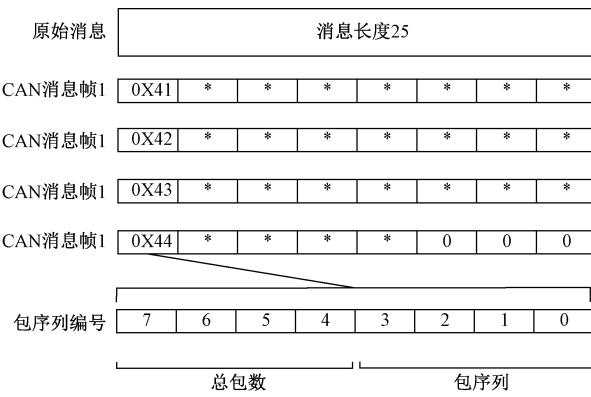


图 7 消息的分包操作与包序列号处理示例

布式飞行控制系统的可行性,在分布式飞行控制系统硬件基础上设计了半物理仿真系统,进行了系统测试与仿真验证。仿真系统结构如图 8 所示。

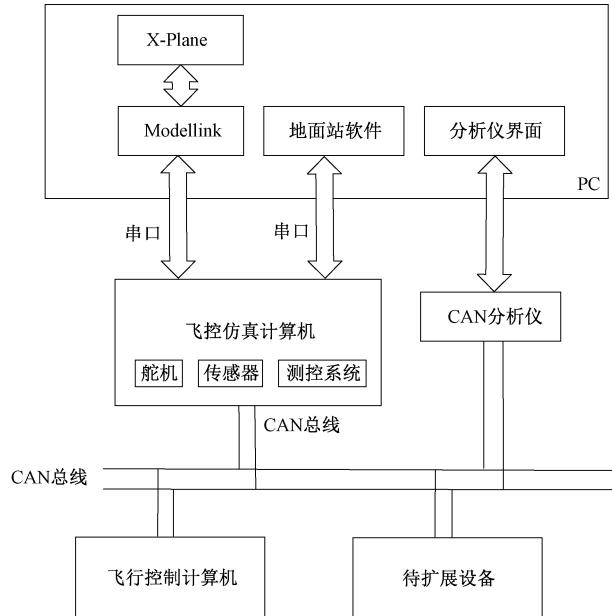


图 8 无人直升机分布式飞控系统半物理仿真结构

无人直升机分布式飞行控制系统测试的主要内容包括 CAN 通信测试和无人直升机飞控系统可靠性测试验证 2 部分内容。每项测试 10 次,每次 4 h。分布式飞控测试结果如表 3 所示。

表 3 分布式飞控测试结果

测试项目	测试内容	测试结果
CAN 通信	带宽占用	10.5%
CAN 协议	丢帧率	无丢失
时间同步	时钟偏差	$<150 \mu\text{s}$
可靠性	航线飞行	无故障

CAN 通信部分是通过对总线实际带宽占用、协议数据丢帧率、同步时钟偏差测试进行验证。经过测试验证,CAN 总线实际平均带宽利用率为 10.5%。所设计的 CAN 协议的丢帧率为 0,飞控系统中各节点与主节点的最大时钟偏差小于 $150 \mu\text{s}$ 。飞控系统的可靠性通过航线飞行来进行验证,如图 9 所示,直升机完成了连接 5 个航点的航线飞行。经过这些测试验证,可以证明分布式飞控系统达到了设计要求,可以进行下一步的实际试飞工作。分布式飞控体系结构的引入为系统带来了很大的灵活性,并且简化了系统的软硬件结构,这将为负荷分担式飞控以及余度飞控的设计带来很大的便利。

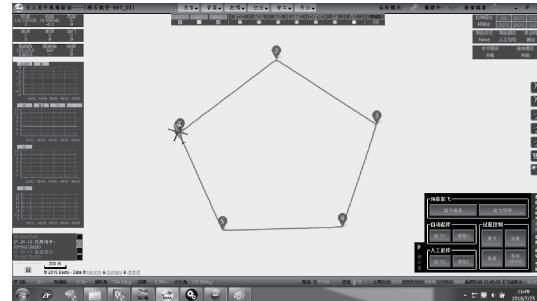


图 9 航线飞行状态

5 结 论

仿真结果证明了 CAN 总线与所设计的无人直升机分布式飞控系统的可行性与可靠性。本文通过将 CAN 总线引入无人直升机飞行控制系统,增强了无人直升机飞控系统的可靠性,简化了无人直升机飞控系统的体系结构,节约了系统的设计成本,提升了飞控系统的可扩展性与可维护性。无人机飞行控制系统由集中式向分布式转变是无人机飞控系统的发展趋势。另一方面,对于大中型无人机而言,单余度分布式飞控系统的可靠性方面不能满足要求,当前采用集中式结构的多余度飞控解决可靠性问题。而集中式余度飞控存在结构不灵活、可扩展性差、难于维护的缺点^[18],后续的工作方向是将分布式与余度技术相结合进行多余度分布式飞控系统的设计。

参考文献

- [1] 陈云. CAN 总线飞控计算机设计与开发[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [2] 占正勇, 刘林. 分布式电传飞行控制系统结构发展及分析[J]. 飞行力学, 2009, 27(6): 1-4, 9.
- [3] 张晓敏, 李俨, 赵凯瑞. 分布式飞行控制半物理仿真系统设计[J]. 航空计算技术, 2009, 39(1): 117-119, 122.
- [4] 郑雷. 无人机余度飞行控制计算机设计及研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [5] 梁君, 熊华钢. CAN 总线及其较高层网络协议在航空航天上的可适用性探讨[J]. 导弹与航天运载技术,

- 2004(4):47-50.
- [6] 李硕,李小民. 基于 ARM 的小型无人机飞行控制器设计[J]. 微计算机信息,2007(29):133-135.
- [7] 张兵,陈欣,吕迅竑. 基于 CAN 总线的分布式无人机实时仿真设备研究[J]. 系统仿真学报,2009,21(6):1587-1590.
- [8] 刘培强. 小型无人直升机飞行控制软件及仿真系统的开发[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.
- [9] 习业勋,邓联文,张纪阳,等. 基于多核架构无人机飞行控制系统设计与实现[J]. 电子测量技术,2014,37(10):89-94.
- [10] 王旭东,朱蕴璞. 基于 ARM 多处理器的 CAN 总线分布式控制系统设计[J]. 国外电子测量技术,2015,34(5):52-55.
- [11] 李秋生,于志刚,阳朱华. 小型无人直升机的飞行控制系统[J]. 电子技术与软件工程,2017(7):96.
- [12] 胡庆. 基于 STM32 单片机的无人机飞行控制系统设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
- [13] 王刚,黄飞,乔纯捷,等. 分布式网络时钟同步研究[J]. 仪器仪表学报,2008,29(11):2399-2403.
- [14] 王跃飞,杨锦,张利,等. 汽车 CAN 系统精确时钟同步机制研究[J]. 电子测量与仪器学报,2014,28(1):22-28.
- [15] XIA J Q,ZHANG C S,BAI R G,et al. Real-time and reliability analysis of time-triggered CAN-bus [J]. Chinese Journal of Aeronautics,2013,26(1):171-178.
- [16] 张增安,陈欣,吕迅竑. 一种用于无人机的分布式飞行控制系统设计[J]. 计算机系统应用,2010,19(8):16-19,61.
- [17] 陈欣,夏云程,董小虎. 一种全数字半物理飞行控制实时仿真系统[J]. 南京航空航天大学学报,2001,33(2):200-202.
- [18] 孟冲. 小型无人机负荷分担式容错飞行控制软件设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.

作者简介

刘念,硕士研究生,主要研究方向为无人机飞行控制及嵌入式软件。

E-mail:liunian1307@163.com

周炎,硕士研究生,主要研究方向为无人机飞行控制及仿真技术。

祖家奎,副研究员,博士,主要研究方向为无人机飞行控制、嵌入式系统。